

В. А. УДОВЕНКО, А. И. ГЛАДЫШЕВ

МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ПИЛОТАЖНОМ СТЕНДЕ ПОЛЁТА ЛЁГКОГО ВЕРТОЛЁТА В СПУТНОМ СЛЕДЕ ДРУГОГО ВЕРТОЛЁТА

С помощью моделирования на пилотажном стенде исследуется поведение лёгкого вертолёт в спутном следе тяжёлого вертолёт. Пространственное движение вертолёт рассчитывается в режиме реального времени в рамках нелинейной модели динамики полёта, учитывающей движение фюзеляжа вертолёт как твёрдого тела, динамику несущего и рулевого винтов, маховое движение лопастей винтов. Влияние спутного следа рассчитывается на основе моделей ближнего и дальнего вихревого следа, которые позволяют вычислить возмущающие силы и моменты, действующие на вертолёт в следе. Выполнено моделирование полёта для характерных случаев попадания вертолёт в спутный след другого вертолёт. Результаты моделирования свидетельствуют о значительном влиянии спутного следа на динамику вертолёт.

Ключевые слова: вертолёт, пилотажный стенд, моделирование полёта, спутный след, ближний след, дальний след, аэродинамические характеристики, динамика полёта.

В. О. УДОВЕНКО, А. І. ГЛАДИШЕВ

МОДЕЛЮВАННЯ НА ПІЛОТАЖНОМУ СТЕНДІ ПОЛЬОТУ ЛЕГКОГО ВЕРТОЛЬОТА У СУПУТНЬОМУ СЛІДІ ІНШОГО ВЕРТОЛЬОТА

За допомогою моделювання на пілотажному стенді досліджується поведінка легкого вертольота у супутньому сліді важкого вертольота. Просторовий рух вертольота розраховується в режимі реального часу у рамках нелінійної моделі динаміки польоту, що враховує рух фюзеляжа як твердого тіла, динаміку несучого та рульового гвинтів, маховий рух лопатей. Вплив супутнього сліду враховується на основі моделей ближнього та дальнього вихорового сліду, які дозволяють обчислити збурюючі сили та моменти, що діють на вертолёт у сліді. Виконане моделювання польоту для характерних випадків потрапляння вертольота в супутній слід іншого вертольота. Результати моделювання свідчать про значний вплив супутнього сліду на динаміку вертольота.

Ключові слова: вертолёт, пилотажный стенд, моделювання польоту, супутний слід, ближний слід, дальний след, аэродинамические характеристики, динамика польоту.

V. A. UDOVENKO, A. I. GLADYSHEV

PILOTED SIMULATION OF THE FLIGHT OF THE LIGHT HELICOPTER IN THE WAKE OF ANOTHER HELICOPTER

Using piloted simulation, the behavior of a light helicopter in a wake of a heavy helicopter is studied. The spatial motion of the helicopter is calculated in the real time mode within a non-linear model of flight dynamic, taking into account the movement of the fuselage of the helicopter as a solid body, the dynamics of main and tail rotors, flapping movement of rotor blades. The influence of the wake is taken into account on the basis of the models of the near and far vortex wake, which allow calculating the disturbing forces and moments acting on the helicopter in the wake. A flight simulation was performed for typical cases of helicopter falling into a helicopter's wake. The simulation results indicate a significant effect of the wake on the dynamics of the helicopter.

Key words: helicopter, piloted simulator, flight simulation, wake, near wake, far wake, aerodynamic characteristics, flight dynamics.

Введение. Исследование поведения вертолёт в *спутном следе* другого вертолёт является актуальной научно-технической задачей. Спутный след *летательного аппарата* может представлять опасность для вертолёт, поскольку вызывает возмущение аэродинамических сил и моментов, нарушение балансировки. В результате возможна потеря управляемости вертолёт.

В настоящее время проводятся исследования спутных следов за самолётами, главным образом, в связи с проблемой увеличения пропускной способности взлётно-посадочных полос аэропортов [1 – 4]. Спутные следы за вертолётми, как известно авторам из обзора литературы, исследуются в меньшей степени, что является не в полной мере оправданным. Работа [5] посвящена созданию математической модели следа вертолёт и расчёту возмущений аэродинамических характеристик вертолёт в следе другого вертолёт. В перечисленных работах основное внимание уделяется исследованию поведения следа во времени и пространстве и его влиянию на аэродинамические характеристики попавшего в след летательного аппарата.

Настоящая работа посвящена исследованию *динамики вертолёт* в спутном следе другого вертолёт, реакции вертолёт на возмущения, вызванные следом, оценке степени опасности данного режима. Поведение вертолёт исследуется в численном моделировании на пилотажном стенде.

Математическая модель динамики вертолёт, реализованная в пилотажном стенде. Пилотажный стенд позволяет имитировать полёт вертолёт на различных режимах полёта и при различных аэродинамических воздействиях. В пилотажном стенде воспроизводится рабочее место пилота в кабине вертолёт, отображается работа приборного оборудования, визуализируется вид из окна кабины, моделируются органы управления вертолётм. Математическая модель вертолёт, реализованная в пилотажном стенде, определяет реакцию вертолёт на внешние и управляющие воздействия в заданных условиях полёта. Изменение во времени параметров полёта сохраняется в файле.

Пространственное движение вертолёт рассчитывается в рамках нелинейной модели динамики полёта, учитывающей движение фюзеляжа вертолёт как твёрдого тела, а также динамику несущего и рулевого винтов

[6, 7]. Движение винта определяется маховым движением лопастей, которое описывается гармоническим законом.

Лопастки шарнирно подвешены к втулке и считаются абсолютно жесткими. В произвольный момент времени вектор линейной скорости \vec{V} начала *связанной системы координат* (СвСК) $OXYZ$ и вектор угловой скорости вращения фюзеляжа $\vec{\Omega}$ произвольно ориентированы в пространстве. На фюзеляж и винты в общем случае действуют аэродинамические, инерционные, гравитационные, возмущающие силы и моменты.

С кинематической точки зрения, особенностью вертолета является наличие вращающихся лопастей, которые соединены с осью вращения шарнирами, которые позволяют лопасти совершать в пространстве сложное движение. Уравнения движения вертолета описывают движение *центра масс* (ЦМ) фюзеляжа и поворот фюзеляжа относительно ЦМ. В случае произвольного положения начала СвСК, с учётом малых членов первого порядка можно данные уравнения записать в виде:

$$m[\vec{V} + \vec{\Omega} \times \vec{V}] + m[\vec{\Omega} \times \vec{r}_{ЦМ} + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r}_{ЦМ})] = \vec{F}_B + \vec{F}_\phi + \vec{F}_G + \vec{F}_H + \vec{F}_D + \vec{F}_{возм};$$

$$(J)\vec{\dot{\Omega}} + \vec{\Omega} \times (J)\vec{\Omega} + m\vec{r}_{ЦМ} \times (\vec{V} + \vec{\Omega} \times \vec{V}) = \vec{M}_B + \vec{M}_\phi + \vec{M}_G + \vec{M}_H + \vec{M}_D + \vec{M}_{возм}.$$

Здесь $\vec{r}_{ЦМ}$ – радиус-вектор центра масс фюзеляжа в СвСК; (J) – матрица моментов инерции фюзеляжа; \vec{F}_B, \vec{F}_ϕ – аэродинамические силы винтов и фюзеляжа; \vec{F}_G – сила тяжести; \vec{F}_H, \vec{F}_D – нелинейные слагаемые сил, учитывающие угловую скорость винтов и динамику махового движения лопастей; $\vec{F}_{возм}$ – возмущающие аэродинамические силы; $\vec{M}_B, \vec{M}_\phi, \vec{M}_G, \vec{M}_H, \vec{M}_D, \vec{M}_{возм}$ – соответствующие моменты.

В контур управления моделью вертолета включен автопилот, работающий в режиме демпфирования на изменение углов и угловых скоростей пространственного движения.

Законы отклонения управляющих поверхностей вертолета в каналах тангажа, крена и курса направлены на уменьшение как управляющих воздействий от пилота, так и внешних возмущений (в нашем случае от вихревого следа), и записываются в виде:

$$\Delta\delta_{an} = \frac{1}{T_{p+1}}(i_\alpha \cdot \Delta\alpha + i_{\omega_j} \cdot \omega_j),$$

где $\Delta\delta_{an}$ – отклонение автопилотом управляющей поверхности вертолета в рассматриваемом канале (канал тангажа – продольный χ , канал крена – поперечный η наклон тарелки автомата перекоса, канал курса – угол ϕ_{PB} шага рулевого винта); α – угол пространственного положения вертолѐта (тангаж – ϑ , крен – γ , курс ψ); ω_j – соответствующая компонента угловой скорости вращения вертолета относительно СвСК ($\omega_z, \omega_x, \omega_y$); i_α, i_{ω_j} – передаточные числа автопилота в каналах углов и угловых скоростей; T – постоянная времени инерционного звена первого порядка; $p = d/dt$ – оператор дифференцирования по времени.

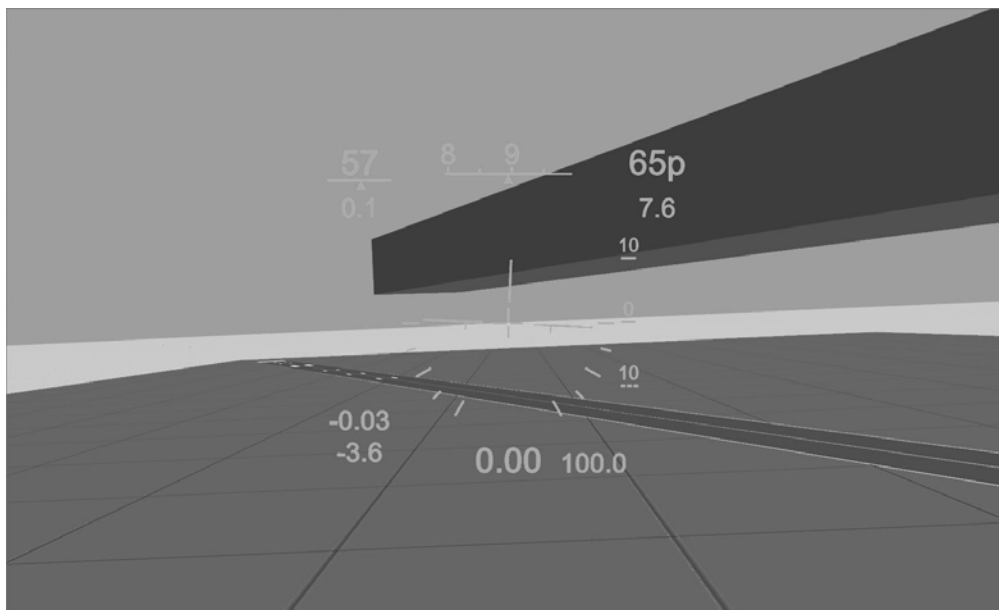


Рис. 1 – Область спутного следа на экране пилотажного стенда.

Расчет аэродинамических характеристик компоновки вертолета в целом в реальном масштабе времени на современных компьютерах не представляется возможным. Поэтому такая задача решается с использованием метода суперпозиций на основе данных об аэродинамических характеристиках фюзеляжа и винтов и их взаимном

влиянии, полученных путём экспериментов и расчётов, с учётом свойств подстилающей поверхности, ветровых возмущений, турбулентности атмосферы и других факторов.

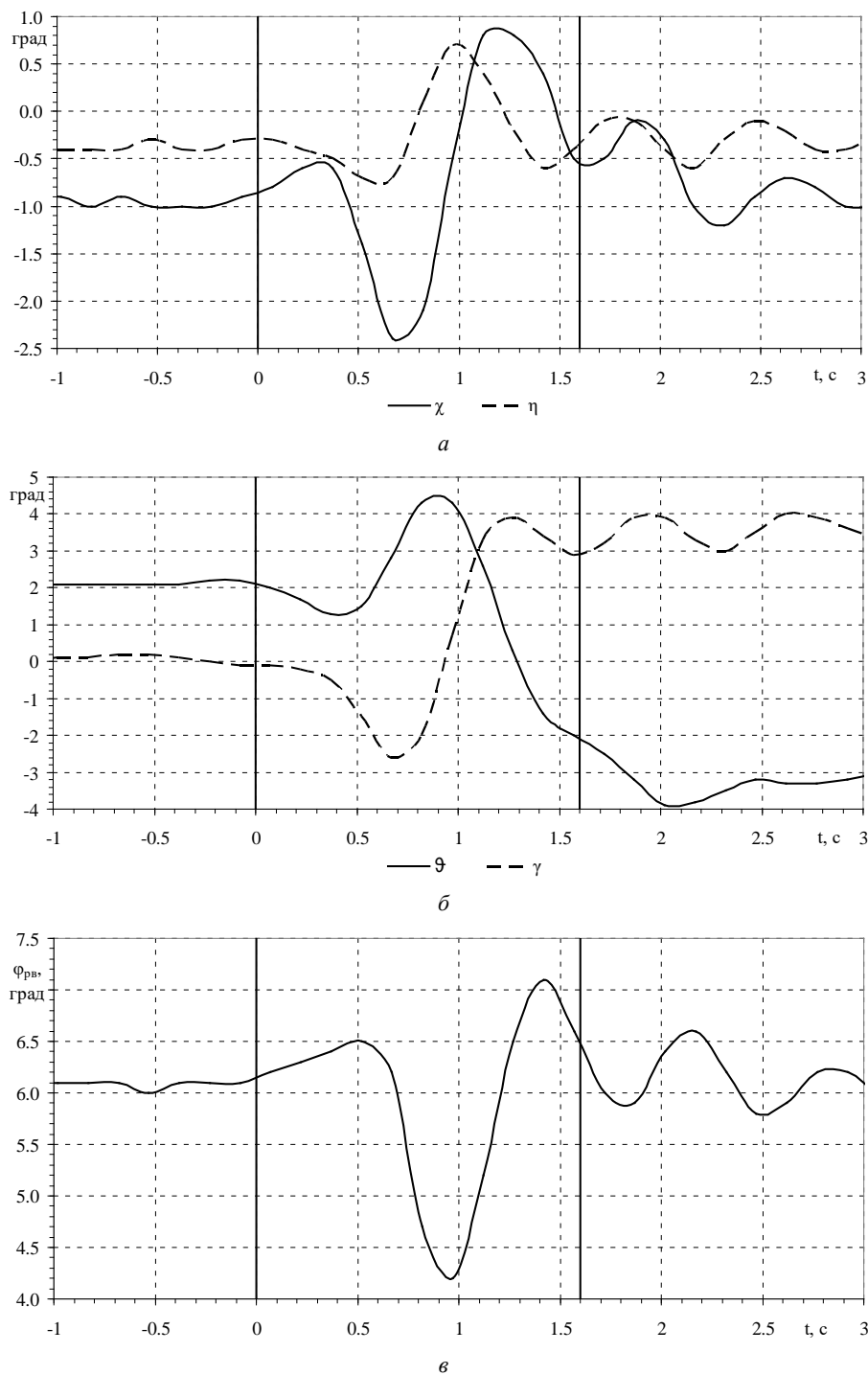


Рис. 2 – Изменение во времени параметров полёта для режима 1: *a* – углов отклонения тарелки автомата перекоса; *б* – углов тангажа и крена; *в* – угла шага рулевого винта.

Спутный след за вертолёт-генератором учитывается на основе модели, предложенной в [5]. Предполагается, что влияние следа имеет место в пределах области, имеющей форму прямоугольного параллелепипеда, продольное ребро которого параллельно направлению полёта вертолёт-генератора. Размеры параллелепипеда определяются в результате расчётов в рамках моделей ближнего и дальнего следа. Влияние следа на вертолёт приводит к возникновению приращений вертикальной компоненты аэродинамической силы, компонент аэродинамического момента вдоль продольной и поперечной осей параллелепипеда. На передней грани параллелепипеда, в центре которой располагается вертолёт-генератор, величины данных приращений соответствуют приращениям аэродинамических сил и моментов, действующих на вертолёт в следе, рассчитанным методом дискретных вихрей [8 – 10]. В остальных поперечных сечениях параллелепипеда влияние следа линейно убывает до ну-

левых значений на задней грани.

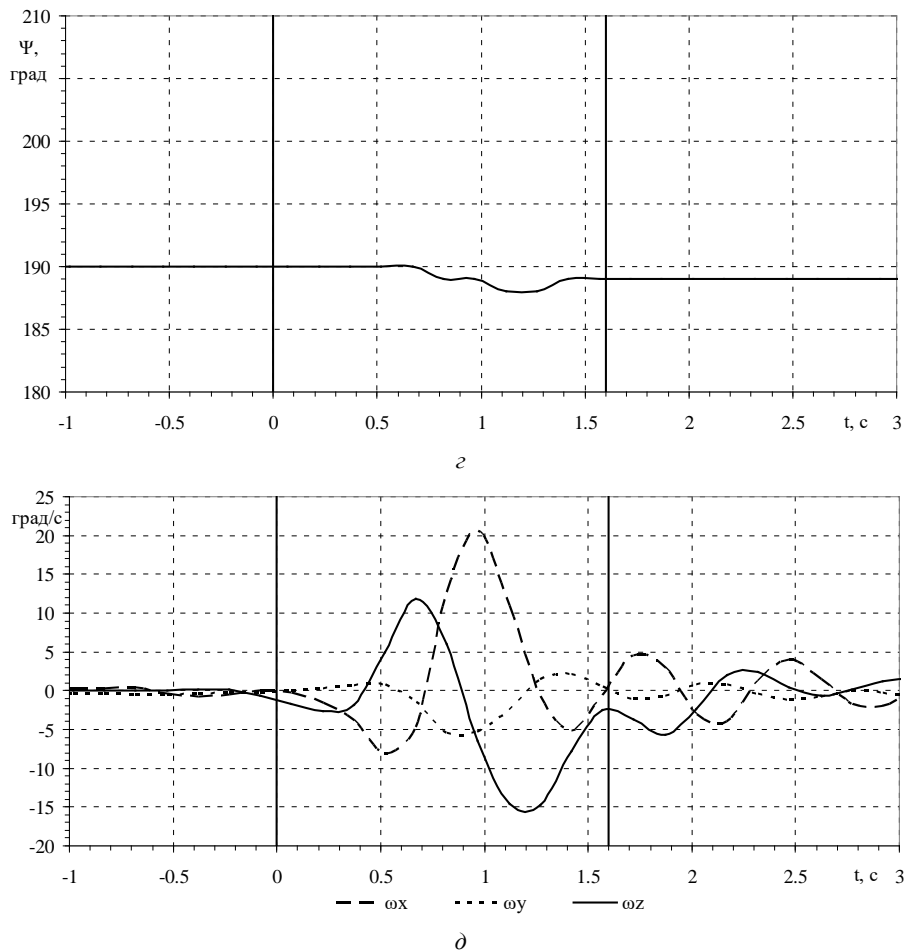


Рис. 2 – Изменение во времени параметров полёта для режима 1: φ – угла курса; $\dot{\varphi}$ – компоненты угловой скорости.

Результаты моделирования полёта вертолёт в спутном следе. В настоящей работе рассматривается ситуация, когда влияние спутного следа является наиболее существенным, – попадание лёгкого вертолёт в след тяжёлого вертолёт. Параметры следа соответствуют вертолёт-генератору весом 12000 кг, с радиусом *несущего винта* (НВ) 10,65 м. Исследуемый вертолёт одновинтовой схемы, с вертикальным и горизонтальным оперением, его вес составляет 3300 кг, радиус НВ 5,75 м. Для данного случая размеры области спутного следа были рассчитаны в [5] и составляют 2200 м в продольном, 60 м в боковом, 40 м в вертикальном направлении. На экране пилотажного стенда область спутного следа показывается тёмным цветом (рис. 1).

Моделируются три режима полёта вертолёт в спутном следе.

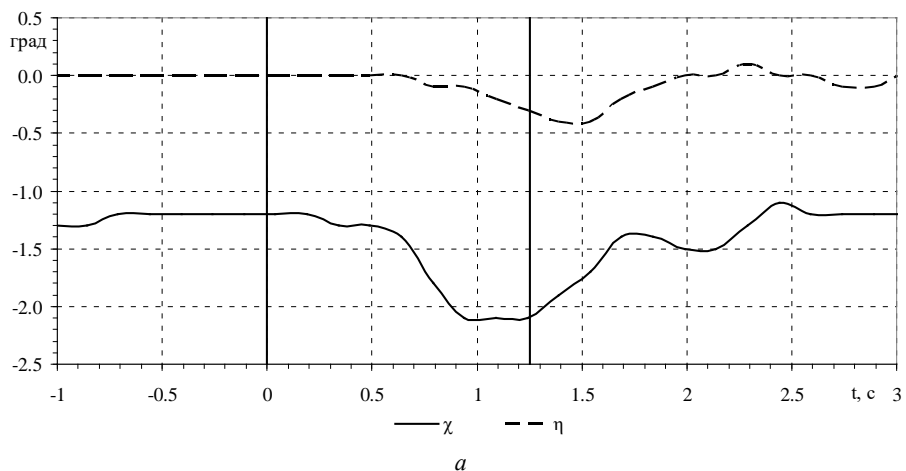


Рис. 3 – Изменение во времени параметров полёта для режима 2: α – углов отклонения тарелки автомата перекоса.

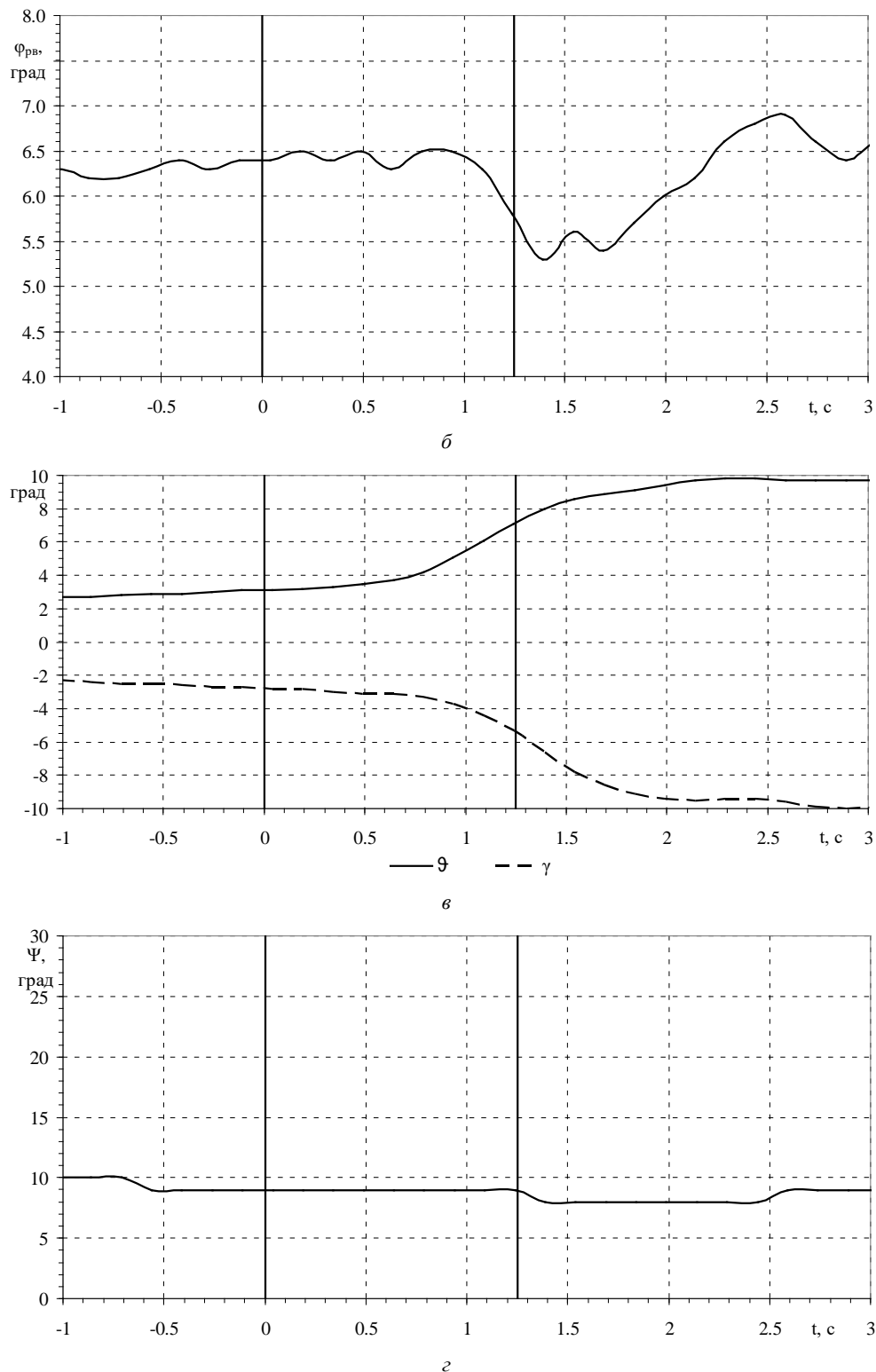
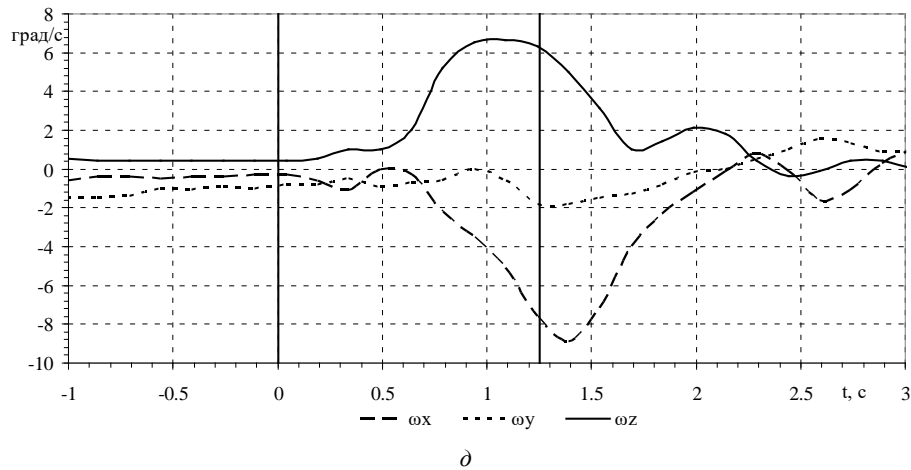
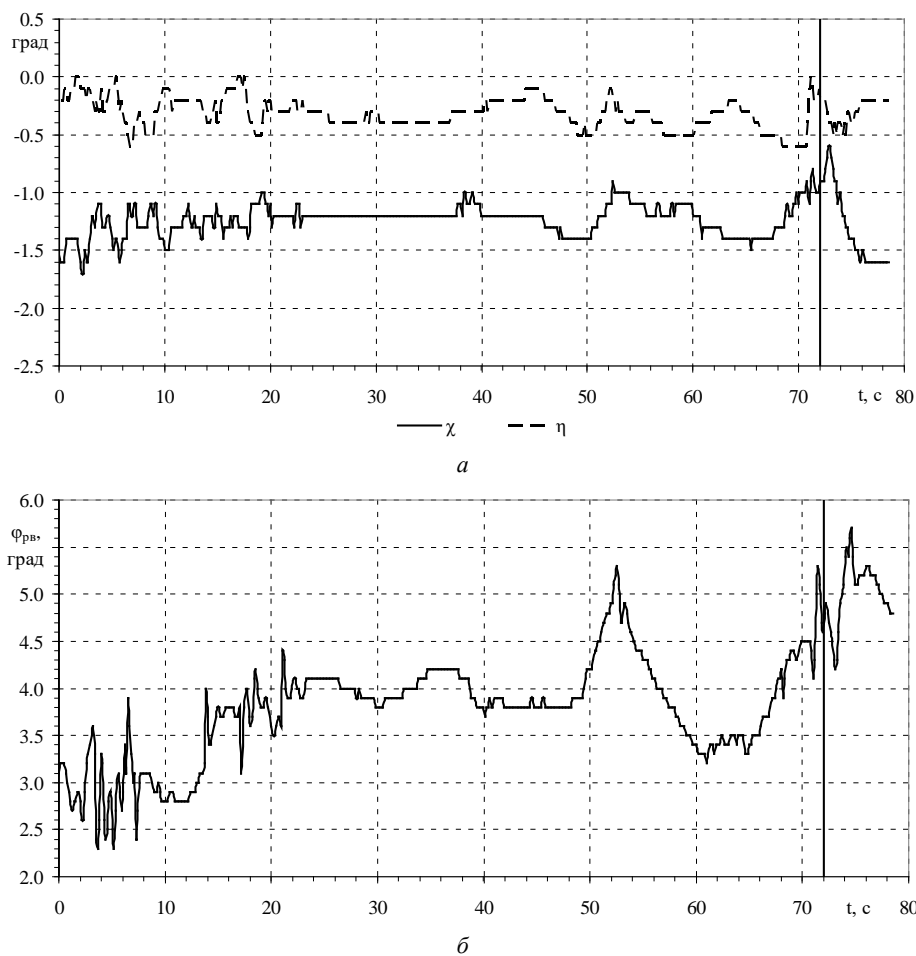


Рис. 3 – Изменение во времени параметров полёта для режима 2: δ – углов тангажа и крена; θ – угла шага рулевого винта; γ – угла курса.

На режимах 1 и 2 вертолёт влетает в след перпендикулярно продольной оси следа со скоростями 100 км/ч и 160 км/ч соответственно. На режиме 3 вертолёт движется вдоль оси следа от задней до передней его грани со скоростью 150÷180 км/ч. На рис. 2, 3, 4 для режимов 1, 2, 3 соответственно показано изменение во времени параметров полёта: углов отклонения тарелки автомата перекоса в продольном и поперечном направлении χ , η , угла установки рулевого винта φ_{PB} , углов тангажа θ и крена γ , угла курса ψ , компонент угловой скорости ω_x , ω_y , ω_z . Вертикальными линиями показаны моменты входа вертолёта в область спутного следа и выхода из неё. За момент времени $t = 0$ взят момент входа вертолёта в след.

Рис. 3 – Изменение во времени параметров полёта для режима 2: δ – компоненты угловой скорости.Рис. 4 – Изменение во времени параметров полёта для режима 3: a – углов отклонения тарелки автомата перекося; $б$ – углов тангажа и крена.

Режимы 1 и 2 соответствуют кратковременному попаданию вертолѣта в спутный след. При пролѣте через след отсутствовали управляющие воздействия на органы управления вертолѣтом. Росту отклонений тангажа и крена от балансировочных значений препятствовал автопилот, который работал в режиме демпфирования углов и угловых скоростей вращения вертолѣта.

В результате воздействия следа вертолѣт претерпел возмущения параметров полѣта, которые после выхода из следа благодаря устойчивости вертолѣта и работе автопилота были компенсированы со статическим смещением от первоначальных значений. Режим 2 соответствует большей скорости полѣта и более кратковременному пребыванию в следе, но при этом большему возмущению углов тангажа и крена. На режиме 1 максимальное отклонение составило для угла тангажа 6° , для угла крена 4° , на режиме 2 – соответственно 7° и 6° . Таким обра-

зом, благодаря свойствам исследуемого вертолѣта попадание его в спутный след тяжѣлого вертолѣта не приводит к опасным последствиям.

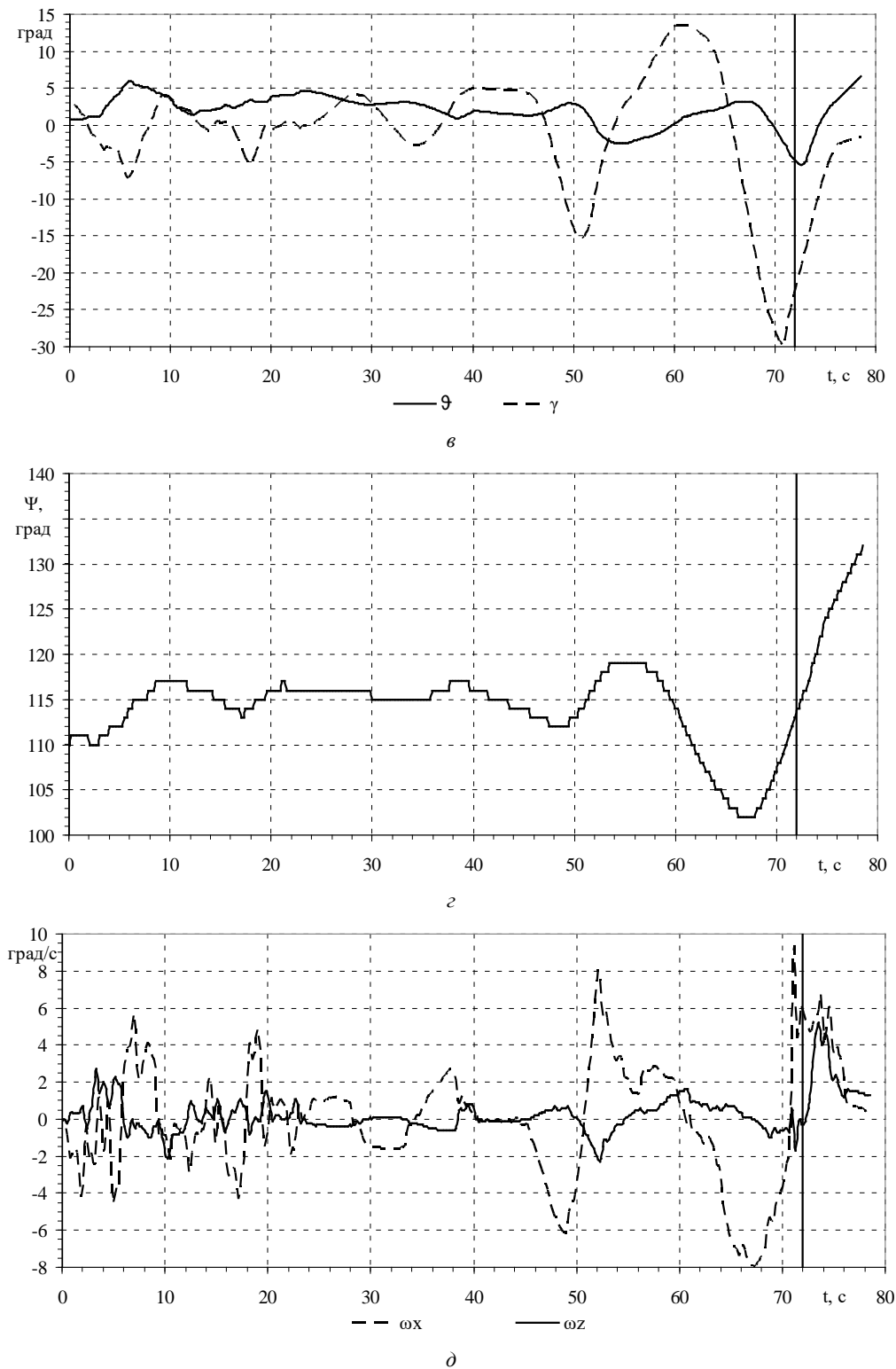


Рис. 4 – Изменение во времени параметров полѣта для режима 3: φ – угла шага рулевого винта; ψ – угла курса; δ – компоненты угловой скорости ω_x , ω_z .

Режим 3 соответствует длительному пребыванию вертолѣта в следе. Из графиков видно нарастание возмущений от следа по мере приближения к вертолѣту-генератору. Вблизи 45-й и 60-й секунд с момента входа в след данные возмущения приводили к выходу вертолѣта из области следа влево, при этом прикладывались управляющие воздействия для возвращения вертолѣта в исследуемую область. Максимальные отклонения от установившихся значений для угла тангажа составили 7° , для угла крена достигли 30° . После выхода из области следа

проявилась тенденция к возвращению параметров полёта к балансировочным значениям.

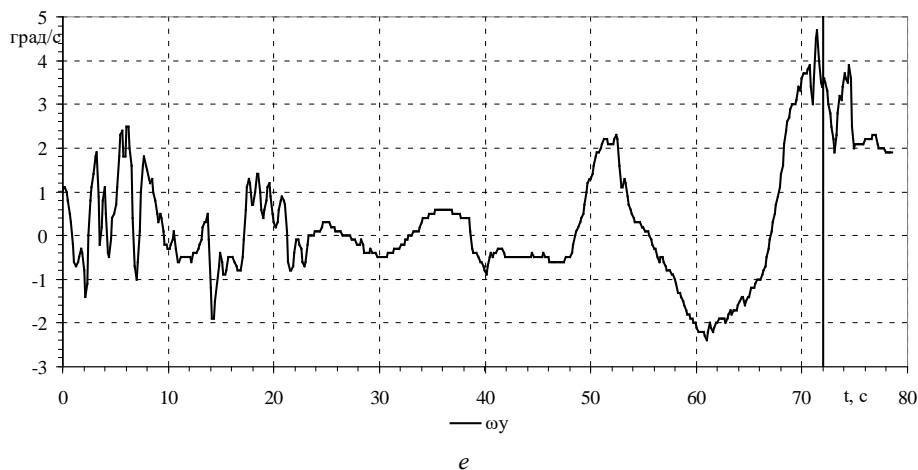


Рис. 4 – Изменение во времени параметров полёта для режима 3: e – компонента угловой скорости ω_y .

Выводы. Разработанный программный комплекс позволяет моделировать и исследовать на пилотажном стенде поведение лёгкого вертолёта в спутном следе тяжёлого вертолёта. Математическая модель спутного следа, реализованная в пилотажном стенде, была разработана на основе моделей ближнего и дальнего вихревого следа за летательным аппаратом. В численном эксперименте процесса имитации полёта подтверждены результаты летного эксперимента в том, что под влиянием спутного следа возникают существенные возмущения параметров полёта. Появляется возможность численной оценки величин этих возмущений и достаточности динамических характеристик системы управления и собственных свойств вертолёта для их парирования. В силу универсальности предложенного подхода может быть исследована динамика вертолётов различных типов при попадании в спутный след.

Список литературы

1. Желанников А. И. Оперативные методы расчёта характеристик вихревого следа за самолётами // Вісник Харк. нац. ун-та. Серія : Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління. – Харків, 2009. – № 847. – С. 184 – 190.
2. Хаустов А. А. Модель эволюции спутного следа воздушного судна при полёте на крейсерском режиме // Научный вестник МГТУ ГА. – Москва, 2012. – № 184. – С. 118 – 122.
3. Donaldson C. duP., Bilanin A. J. Vortex Wakes of Conventional Aircraft. – AGARDograph no. 204. – Neuilly sur Seine : AGARD NATO, May 1975. – 80 p.
4. Аубакиров Т. О., Желанников А. И., Иванов П. Е., Ништ М. И. Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ. – Алматы, 1999. – 230 с.
5. Удовенко В. А., Гладышев А. И. Аэродинамические характеристики несущего винта вертолёта в спутном следе другого вертолёта // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Серія : Математичне моделювання в техніці та технологіях. – Харків, 2019. – № 8 (1333). – С. 192 – 198.
6. Хлопов Г. І. Радіоелектронні та навчально-тренувальні комплекси для підвищення безпеки польотів. Монографія. – Харків, 2010. – 192 с.
7. Ковалёв Е. Д., Моцарь П. И., Удовенко В. А. Создание нелинейных математических моделей аэродинамики и динамики полёта винтокрылых аппаратов. // Колега. – 2010. – №1. – С. 20 – 27.
8. Белоцерковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М. : Наука, 1978. – 351 с.
9. Белоцерковский С. М., Локтев Б. Е., Ништ М. И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолётов. – М. : Машиностроение, 1992. – 224 с.
10. Апарин В. А., Дворак А. В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Труды ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. – М., 1986. – Вып. 1313. – С. 424 – 429.

References (transliterated)

1. Zhelannikov A. I. Operativnye metody rascheta kharakteristik vikhrevogo sleda za samoletami [Operational methods for calculating the characteristics of vortex wakes of aircrafts]. *Visnyk Khark. nats. un-ta. Seriya "Matematychne modelyuvannya. Informatsyni tekhnologiyi. Avtomatyzovani systemy upravlinnya"* [Bulletin of Kharkiv national univ. Series : Mathematical Modelling. Information Technology. Automated Control Systems]. Kharkiv, 2009, no. 847, pp. 184–190.
2. Khaustov A. A. Model' evolyutsii sputnogo sleda vozdušnogo sudna pri polete na kreyserskom rezhime [Model of evolution of the aircraft's wake on the cruise flight]. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo universiteta grazhdanskoj aviatsii* [Scientific Bulletin of the Moscow state University of Civil Aviation]. Moscow, 2012, no. 184, pp. 118–122.
3. Donaldson C. duP., Bilanin A. J. *Vortex Wakes of Conventional Aircraft*. AGARDograph no. 204, Neuilly sur Seine. AGARD NATO, 1975. 80 p.
4. Aubakirov T. O., Zhelannikov A. I., Ivanov P. E., Nisht M. I. *Sputnye sledy i ikh vozdeystvie na letatel'nye apparaty. Modelirovanie na EVM*. [Wakes and their influence on the aircrafts. Modelling on the computer]. Almaty, 1999, 230p.
5. Udoenko V. A., Gladyshev A. I. Aerodinamicheskie kharakteristiki nesushhego vinta vertoletu v sputnom slede drugogo vertoletu [Aerodynamic characteristics of the helicopter main rotor in the wake of another helicopter]. *Visnik Natsional'nogo tekhnichnogo universitetu "KhPI". Seriya : Matematychne modelyuvannya v tekhnitsi ta tekhnologiyakh* [Bulletin of the National Technical University "KhPI". Series : Mathematical modeling in engineering and technologies]. Kharkiv, 2019, no. 8 (1333), pp. 192–198.

6. Khlopov G. I. *Radioelektronni ta navchal'no-trenuvni kompleksi dlya pidvyshhennya bezpeky pol'otiv* [Radioelectronic and training complexes for increasing flight safety], Kharkiv, 2010, 192 pp.
7. Kovalev E. D., Motsar' P. I., Udovenko V. A. Sozdanie nelineynykh matematicheskikh modeley aerodinamiki i dinamiki poleta vintokrylykh apparatov [Creating non-linear mathematic models of aerodynamics and dynamics of rotorcraft's flight]. *Kolega* [Colleague]. 2010, no. 1, pp. 20–27.
8. Belotserkovskiy S. M., Nisht M. I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noy zhidkost'yu* [Separated and non-separated flow of the ideal fluid about thin wings]. Moscow, Nauka Publ., 1978. 351 p.
9. Belotserkovskiy S. M., Loktev B. E., Nisht M. I. *Issledovanie na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vintov vertoletov* [Computer investigation of the aerodynamic and aeroelastic characteristics of helicopter rotors]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 224p.
10. Aparinov V. A., Dvorak A. V. Metod diskretnykh vikhrey s zamknutymi vikhrevymi ramkami [Metod of discrete vortices with the closed vortex frames]. *Primenenie EVM dlya issledovaniya aerodinamicheskikh kharakteristik letatel'nykh apparatov. Trudy VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo* [Applicatinos of the computers for the investigation of aircraft's aerodynamic characteristics. Proc. of N. E. Zhukovskij Air Force Academy]. Moscow, 1986, issue 1313, pp. 424–429.

Поступила (received) 28.10.2019

Відомості про авторів / Сведения об авторах / Information about authors

Удовенко Володимир Олексійович (Удовенко Владимир Алексеевич, Udovenko Vladimir Alekseevich) – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, директор, ТОВ «КБ Аеротекс», м. Харків; тел.: (066) 288-37-06, (097) 271-33-42; e-mail: uva333@mail.ru.

Гладишев Андрій Іванович (Гладишев Андрей Иванович, Gladyshev Andrei Ivanovich) – інженер-програміст числового експерименту, ТОВ «КБ Аеротекс», м. Харків; тел.: (095) 889-19-29; e-mail: re-trov@inbox.ru.

УДК 519.6

Н. В. ЧЕРЕМСЬКА

СПЕКТРАЛЬНИЙ РОЗКЛАД ОДНОГО КЛАСУ НЕСТАЦІОНАРНИХ ВИПАДКОВИХ ПОСЛІДОВНОСТЕЙ

В роботі отримано спектральні розклади для нестационарних випадкових послідовностей, у яких при вкладанні в гільбертів простір відповідна послідовність у цьому просторі має зображення $x_n = A^n x_0$, за допомогою спектральної теорії несамоспряжених операторів. Ці зображення є аналогом спектральних розкладів стаціонарних випадкових послідовностей, які є суперпозицією станів дискретних осциляторів. В нестационарному випадку для дискретного спектра отримано суперпозицію внутрішніх станів дискретних осциляторів з частотами, які лежать у верхній півплощині, крім того, отримані принципово нові типи спектральних розкладів, коли послідовність зображується у вигляді суперпозиції внутрішніх станів дискретних струн. Також розглянуто перспективи подальших досліджень.

Ключові слова: гільбертів простір, нестационарна випадкова послідовність, спектральна теорія несамоспряжених операторів.

Н. В. ЧЕРЕМСКАЯ

СПЕКТРАЛЬНОЕ РАЗЛОЖЕНИЕ ОДНОГО КЛАССА НЕСТАЦИОНАРНЫХ СЛУЧАЙНЫХ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ

В работе получены спектральные разложения для нестационарных случайных последовательностей, у которых при вложении в гильбертово пространство соответствующая последовательность в этом пространстве имеет представление $x_n = A^n x_0$, с помощью спектральной теории несамоспряженных операторов. Эти представления являются аналогом спектральных разложений стационарных случайных последовательностей, являющихся суперпозицией состояний дискретных осцилляторов. В нестационарном случае для дискретного спектра получена суперпозиция внутренних состояний дискретных осцилляторов с частотами, лежащими в верхней полуплоскости, кроме этого, получены принципиально новые типы спектральных разложений, когда последовательность представляется в виде суперпозиции внутренних состояний дискретных струн. Также рассмотрены перспективы дальнейших исследований.

Ключевые слова: гильбертово пространство, нестационарная случайная последовательность, спектральная теория несамоспряженных операторов.

N. V. CHEREMSKAYA

SPECTRAL EXPANSION FOR A CLASS OF NON-STATIONARY RANDOM SEQUENCES

In this paper we obtain spectral decompositions for non-stationary random sequences for which, when embedded in a Hilbert space, the corresponding sequence in this space can be represented $x_n = A^n x_0$ using the spectral theory of non-self-adjoint operators. These representations are analogous to the spectral decompositions of stationary random sequences, which are a superposition of the states of discrete oscillators. In the non-stationary case, for a discrete spectrum, a superposition of the internal states of discrete oscillators with frequencies lying in the upper half-plane is obtained, in addition, fundamentally new types of spectral decompositions are obtained when the sequence is represented as a superposition of the internal states of discrete strings. Also we consider some recommendations for further research.

Key words: Hilbert space, non-stationary random sequence, spectral theory of non-self-adjoint operators.

© Н. В. Черемська, 2019